

Best Available Copy

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 07-247905

(43)Date of publication of application : 26.09.1995

(51)Int.Cl.

F02K 1/82

F02K 1/08

(21)Application number : 06-040677

(71)Applicant : ISHIKAWAJIMA HARIMA HEAVY IND CO LTD

(22)Date of filing : 11.03.1994

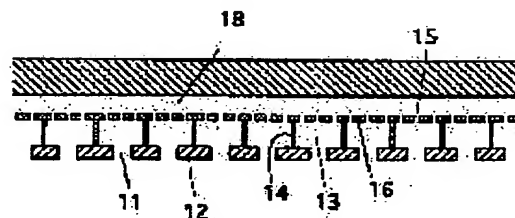
(72)Inventor : OISHI TSUTOMU
NAKAMURA YOSHINARI

(54) LINER STRUCTURE OF EXHAUST NOZZLE FOR SUPERSONIC AIRCRAFT

(57)Abstract:

PURPOSE: To efficiently reduce the noise of a target frequency by making the liner structure of an exhaust nozzle to form the flowing passage for a high speed gas flow from a core engine in such a way that a cold/hot air is supplied in the exhaust nozzle through air introduction holes, a noise eliminating chamber and noise eliminating holes.

CONSTITUTION: This liner structure is provided with a honeycomb structural material 14 having a plurality of independent noise eliminating chambers 13 which form the inner surface of an exhaust nozzle and support from inner sides, inner wall plates 12 having a plurality of noise eliminating through holes 11, and the honeycomb structural materials 14 are supported by reflectors 16 having plurality of air introduction through holes 15. An air chamber 18 into which cold/hot air is supplied from a core engine is on the inner side of the reflectors 16. The inner wall plates 12 to be directly exposed to a high-temperature jet stream after mixing is formed by materials having high heat resistance, and the honeycomb structural material 14 is formed from a material whose inside is partitioned in a hexagonal shape or rectangular shape by thin metallic plates.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

12.09.2000

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the
examiner's decision of rejection or application
converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

3332057

[Date of registration]

26.07.2002

[Number of appeal against examiner's decision of
rejection][Date of requesting appeal against examiner's decision
of rejection]

[Date of extinction of right]

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開平7-247905

(43) 公開日 平成7年(1995)9月26日

(51) Int. Cl.⁶F 0 2 K 1/82
1/08

識別記号

庁内整理番号

F I

技術表示箇所

審査請求 未請求 請求項の数 2 O L (全 4 頁)

(21) 出願番号 特願平6-40677

(22) 出願日 平成6年(1994)3月11日

(71) 出願人 000000099

石川島播磨重工業株式会社
東京都千代田区大手町 2 丁目 2 番 1 号

(72) 発明者 大石 勉

東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229 石川島
播磨重工業株式会社瑞穂工場内

(72) 発明者 中村 良也

東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229 石川島
播磨重工業株式会社瑞穂工場内

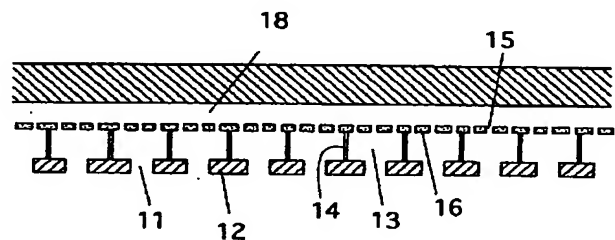
(74) 代理人 弁理士 堀田 実 (外 2 名)

(54) 【発明の名称】 超音速航空機用排気ノズルのライナ構造

(57) 【要約】

【目的】 対象とする周波数の騒音を効果的に低減することができ、高温にさらされても損傷しにくく寿命が長く、かつ比較的薄く、小型軽量である、超音速航空機用排気ノズルのライナ構造を提供する。

【構成】 コアエンジン 36 からの高温ガス流の流路を構成する排気ノズルのライナ構造であって、排気ノズルの内面を構成し複数の貫通した消音孔 11 を有する内壁板 12 と、内壁板を内側から支持しかつ複数の独立した消音チャンバー 13 を有するハニカム構造材 14 と、ハニカム構造材を支持しかつ複数の貫通した空気導入孔 15 を有する反射板 16 と、反射板の内側に設けられコアエンジンから低温空気が供給される空気チャンバー 18 とを備え、これにより、空気導入孔、消音チャンバー及び消音孔を介して排気ノズル内に低温空気を供給する。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 コアエンジンからの高温ガス流の流路を構成する排気ノズルのライナ構造であって、排気ノズルの内面を構成し複数の貫通した消音孔を有する内壁板と、該内壁板を内側から支持しかつ複数の独立した消音チャンバーを有するハニカム構造材と、該ハニカム構造材を支持しかつ複数の貫通した空気導入孔を有する反射板と、該反射板の内側に設けられコアエンジンから冷温空気が供給される空気チャンバーと、を備え、これにより、空気導入孔、消音チャンバー及び消音孔を介して排気ノズル内に冷温空気を供給する、ことを特徴とする超音速航空機用排気ノズルのライナ構造。

【請求項2】 前記消音チャンバーの深さは、消音チャンバー内の空気温度における騒音波のほぼ $1/4$ 波長である、ことを特徴とする請求項1に記載の超音速航空機用排気ノズルのライナ構造。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】本発明は、超音速航空機用エンジンに係わり、更に詳しくは、超音速航空機用排気ノズルのライナ構造に関する。

【0002】

【従来の技術】飛行速度がマッハ1を越える超音速旅客機（SST:Super Sonic Transporter）では、ジェット噴流による騒音が従来から問題になっている。この騒音レベルは噴流速度の8乗に比例し、従来のSSTでは1000ftの高さで100～120dBの騒音に達し、通常のジェット旅客機の80～90dBに比べ10dB以上大きい問題があった。

【0003】図4（A）は、フランスで開発されたコンコルド機のエンジン排気ノズルであり、上半分は超音速時、下半分は騒音低減時を示している。この排気ノズルは、ジェットエンジンのアフターバーナ41からの高速ガス流を制御する1次可変ノズル42と、その高速ガス流に空気を混入して後方に噴出する2次可変ノズル43とを備えており、騒音低減時（離着陸時や亜音速時）には2次可変ノズルに外気を導入してミキサ44により1次可変ノズルからの高速ガス流と低速空気を混合してジェット噴流の速度を落とし、超音速時には外気の導入を止め、ミキサを収納してジェット噴流をそのまま噴出するようになっていた。

【0004】しかし、かかる従来の排気ノズルでは、ミキサ44の性能が低く、騒音を十分低減できない問題点があった。すなわち、従来の排気ノズルでは、簡単なリンク機構でミキサを格納する必要があるため、ミキサの形状及び大きさの制約が厳しく、平板のような性能の低いミキサしか格納できなかった。

【0005】一方、従来の亜音速機用ジェットエンジンでは、図4（B）に示す固定式のローブ形ミキサ45を備えた排気ノズルが知られている。このローブ形ミキサ

は、コア流とバイパス流の隔壁46が合流部47で円周方向に交互に入り込んでおり（この部分をベネトレーションと呼ぶ）、合流部47で円周方向に交互に位置するコア流とバイパス流が合流するので、ミキシング効率が低い特徴がある。しかし、かかるローブ形ミキサ45は、全体が固定した円環状であり、かつ大型のため、超音速時に格納が不可欠なSSTには適用できなかった。

【0006】かかる問題点を解決するため、本願出願人は、図3に例示する、直線状に展開したローブ形ミキサMを備えた2次元排気ノズルを創案し、出願した（特願平6-4922号、平成6年1月21日出願）。この図において上半分は離陸時の騒音低減形態を、下半分は超音速巡航形態を示しており、騒音低減形態では、外気2を導入して高速ガス流1に混合しジェット噴流3の速度を低減するようになっている。また、超音速巡航形態では、外気2の導入がなく、ミキサは格納され、各フラップが超音速飛行に最適の配置となる。

【0007】更に、この排気ノズルでは、フラップCが、超音速巡航時にジェット噴流を制御するガイドジョイントフラップとして機能し、騒音低減時に外気を導入するミキシングダクトとして機能する。このフラップCの内面及び側壁40の内面には吸音ライナ35が設けられ、騒音レベルを更に下げて、通常のジェット旅客機の騒音レベルと同等程度まで低減するようになっている。なお、図3でZはエンジン軸、36はコアエンジン、38はトランジションダクトである。

【0008】

【発明が解決しようとする課題】しかし、かかる2次元排気ノズルにおいて、対象とする周波数の騒音を低減する吸音ライナ35が厚く（例えば70～80mm）、そのため、吸音ライナ全体の重量が大きいかつ製作コストが高い問題点があった。また、この吸音ライナは混合後の高温ジェット噴流（300～400℃）に直接さらされるため、その損傷が激しく寿命が短い問題点があった。

【0009】本発明はかかる新規な問題点を解決するために創案されたものである。すなわち、本発明の目的は、対象とする周波数の騒音を効果的に低減することができ、高温にさらされても損傷しにくく寿命が長く、かつ比較的薄く小型軽量である、超音速航空機用排気ノズルのライナ構造を提供することにある。

【0010】

【課題を解決するための手段】本発明によれば、コアエンジンからの高温ガス流の流路を構成する排気ノズルのライナ構造であって、排気ノズルの内面を構成し複数の貫通した消音孔を有する内壁板と、該内壁板を内側から支持しかつ複数の独立した消音チャンバーを有するハニカム構造材と、該ハニカム構造材を支持しかつ複数の貫通した空気導入孔を有する反射板と、該反射板の内側に設けられコアエンジンから冷温空気が供給される空気チ

チャンバーと、を備え、これにより、空気導入孔、消音チャンバー及び消音孔を介して排気ノズル内に冷温空気を供給する、ことを特徴とする超音速航空機用排気ノズルのライナ構造が提供される。

【0011】本発明の好ましい実施例によれば、前記消音チャンバーの深さは、消音チャンバー内の空気温度における騒音波のほぼ1/4波長である。

【0012】

【作用】上記本発明の構成によれば、空気導入孔、消音チャンバー及び消音孔を介して排気ノズル内に冷温空気を供給することにより、消音チャンバー内の温度を下げる
10 ことができ、これにより、音速が低下し、対象とする周波数の騒音の波長を短くすることができる。従って、消音チャンバーの深さを、消音チャンバー内の空気温度における騒音波のほぼ1/4波長とすることにより、効果的に騒音波を吸収することができ、かつその必要厚さを低減することができる。また、かかる構成により、内
20 壁板やハニカム構造材の温度を下げることができ、高温にさらされても損傷が少なく長寿命化することができる。更に、この構成によれば、内部にハニカム構造材を用いかつ全体が薄い
ため、全体を小型軽量にすることができる。

【0013】

【実施例】以下、本発明の好ましい実施例を図面を参照して説明する。なお、各図において、共通する部分には同一の符号を付して使用する。図1は、本発明による超音速航空機用排気ノズルのライナ構造を図3のフラップCに適用した例であり、図2は図1のA部拡大図である。上述したように、このフラップCは、超音速巡航時にジェット噴流を制御するダイバージェントフラップとして機能し、騒音低減時に外気を導入するミキシングダクトとして機能する。なお、本発明のライナ構造は、フラップCのみに適用されるものではなく、図3における側壁40、その他、コアエンジン36からの高温ガス流の流路を構成する排気ノズルの内面のあらゆる部分に適用することができる。

【0014】図2において、下側が排気ノズルの内面、上側が外部である。本発明のライナ構造は、排気ノズルの内面を構成し複数の貫通した消音孔11を有する内壁板12と、内壁板12を内側から支持しかつ複数の独立した消音チャンバー13を有するハニカム構造材14
40 と、ハニカム構造材14を支持しかつ複数の貫通した空気導入孔15を有する反射板16と、反射板16の内側に設けられコアエンジン36（図3）から冷温空気が供給される空気チャンバー18と、を備えている。

【0015】消音孔11は、対象とする騒音に適した大きさにする。内壁板12は、混合後の高温ジェット噴流（300～400℃）に直接さらされるため、耐熱性の高い材料で構成する。また、表面での反射音を低減するため、音を吸収しやすい材料とするのがよい。ハニカム
50

構造材14は、薄い金属板で内部を六角形または矩形に仕切ったものであり、その上面と下面は消音チャンバー13を介して連通している。更に、内部に熱を伝えないように、できるだけ薄い材料で構成するのがよい。消音チャンバー13の深さは、消音チャンバー内の空気温度における騒音波（例えば周波数が1000～1500Hz）のほぼ1/4波長に設定する。消音チャンバー内の空気温度T（K）は、空気導入孔15、消音チャンバー13及び消音孔11を介して排気ノズル内に冷温空気を供給することによりジェット噴流（300～400℃）より低く、冷温空気よりも高い温度（例えば100～200℃）になる。この温度における音速wは、 $(kRT)^{0.5}$ であらわされ、絶対温度の平方根に比例して遅くなる。従って、騒音波の1/4波長も短くなっている。

【0016】上述した構成により、消音孔11を通過して消音チャンバー13内に入射した騒音波は、反射板16で位相が反転して戻るため、入射波と反射波が相互に打ち消しあって消音することができる。すなわち上述した構成によれば、空気導入孔15、消音チャンバー13及び消音孔11を介して排気ノズル内に冷温空気を供給することにより、消音チャンバー13内の温度を下げる
20 ことができ、これにより、音速wが低下し、対象とする周波数の騒音の波長を短くすることができる。従って、消音チャンバー13の深さを、消音チャンバー内の空気温度における騒音波のほぼ1/4波長とすることにより、効果的に騒音波を吸収することができ、かつその必要厚さを低減することができる。また、かかる構成により、内壁板12やハニカム構造材14の温度を下げる
30 ことができ、高温にさらされても損傷が少なく長寿命化することができる。更に、この構成によれば、内部にハニカム構造材14を用いかつ全体が薄い
ため、全体を小型軽量にすることができる。

【0017】なお、本発明は上述した実施例に限定されず、本発明の要旨を逸脱しない範囲で種々変更できるとは勿論である。

【0018】

【発明の効果】上述したように、本発明の超音速航空機用排気ノズルのライナ構造は、対象とする周波数の騒音を効果的に低減することができ、高温にさらされても損傷しにくく寿命が長く、かつ比較的薄く小型軽量である、等の優れた効果を有する。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明による超音速航空機用排気ノズルのライナ構造を図3のフラップCに適用した例である。

【図2】図1のA部の拡大図である。

【図3】本願出願人によるローブ形ミキサMを備えた断面形状が一定の2次元排気ノズルの全体構成図である。

【図4】従来の排気ノズルの模式的構成図である。

【符号の説明】

(4)

特開平7-247905

5

6

- 1 高速ガス流
- 2 導入空気流
- 3 ジェット噴流
- 11 消音孔
- 12 内壁板
- 13 消音チャンバー
- 14 ハニカム構造材
- 15 空気導入孔
- 16 反射板
- 18 空気チャンバー
- 35 吸音ライナ
- 36 コアエンジン

- * 38 トランジションダクト

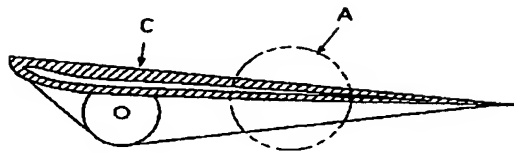
- 40 側壁
- 41 アフターバーナ
- 42 1次可変ノズル
- 43 2次可変ノズル
- 44 ミキサ
- 45 ロープ形ミキサ
- 46 隔壁
- 47 合流部

- 10 C フラップC

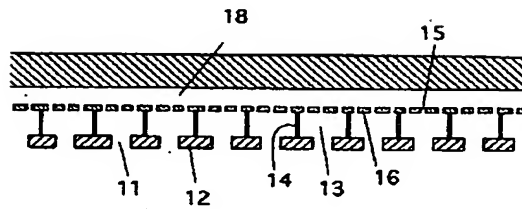
- M ミキサ

- * Z エンジン軸

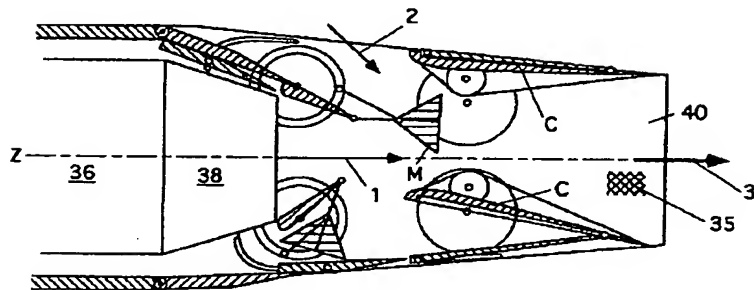
【図1】



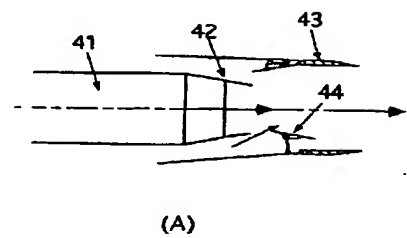
【図2】



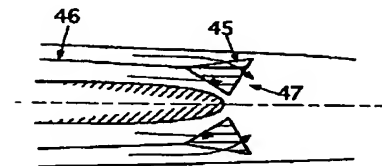
【図3】



【図4】



(A)



(B)